

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2015年11月5日(05.11.2015)



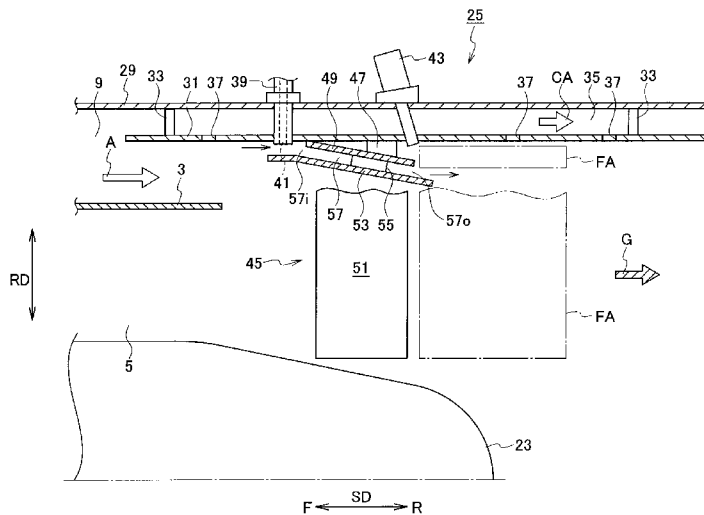
(10) 国際公開番号
WO 2015/166902 A1

- (51) 国際特許分類:
F02K 3/10 (2006.01) F23R 3/20 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2015/062670
- (22) 国際出願日: 2015年4月27日(27.04.2015)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:
特願 2014-093557 2014年4月30日(30.04.2014) JP
- (71) 出願人: 株式会社 I H I (IHI CORPORATION)
[JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 田中 辰治(TANAKA, Shinji); 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 高橋 克昌(TAKAHASHI, Katsuyoshi); 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 細井 潤(HOSOI, Jun); 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 三好 秀和, 外(MIYOSHI, Hidekazu et al.); 〒1050001 東京都港区虎ノ門一丁目2番8号 虎ノ門琴平タワー Tokyo (JP).
- (81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[続葉有]

(54) Title: AFTERBURNER AND AIRCRAFT ENGINE

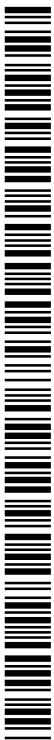
(54) 発明の名称: アフタバーナ及び航空機エンジン



(57) Abstract: The present invention sufficiently ensures the ignition stability and the flame-holding property of an afterburner (25) while suppressing a reduction in the engine efficiency of an aircraft engine (1). A flame holder (45) is disposed directly downstream of an injection hole (41) of a fuel injector (39) in a liner (31). The flame holder (45) comprises: a ring-shaped annulus flame-holding member (49) which is provided on the inner circumferential surface of the liner (31) and is capable of propagating a flame in the circumferential direction; and a plurality of radial flame-holding members (51) which are radially disposed inwards of the annulus flame-holding member (49) and are capable of propagating the flame in the radial direction. A guide ring (53) is provided inwards of the radial flame-holding members (51), and a ring-shaped guide channel (57) that guides a fuel-containing mixed gas in the downstream direction is formed between the outer peripheral surface of the guide ring (53) and the inner peripheral surface of the annulus flame-holding member (49).

(57) 要約:

[続葉有]



WO 2015/166902 A1



添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第 21 条(3))

航空機エンジン (1) のエンジン効率の低下を抑えつつ、アフタバーナ (25) の着火安定性及び保炎性を十分に確保する。ライナ (31) 内における燃料噴射器 (39) の噴射孔 (41) の直下流側に、保炎器 (45) が配設され、保炎器 (45) は、ライナ (31) の内周面に設けられかつ火炎を円周方向へ伝播可能な環状のアニュラス保炎部材 (49) と、アニュラス保炎部材 (49) の内側に放射状に配設されかつ火炎を半径方向へ伝播可能な複数のラジアル保炎部材 (51) とを備え、ラジアル保炎部材 (51) の内側にガイドリング (53) が設けられ、ガイドリング (53) の外周面とアニュラス保炎部材 (49) の内周面との間に燃料を含む混合ガスを下流方向へ案内する環状のガイド流路 (57) が形成されている。

明 細 書

発明の名称 : アフタバーナ及び航空機エンジン

技術分野

[0001] 本発明は、航空機エンジンのコア流路から排出された燃焼ガスと航空機エンジンのファン流路から排出された空気との混合ガスに燃料を供給して、燃焼（再燃焼）させることにより、航空機エンジンの推力を増大させるアフタバーナ等に関する。

背景技術

[0002] 近年、航空機エンジンの高推力化の要請に伴い、アフタバーナについて種々の研究開発がなされており、一般的なアフタバーナの構成について簡単に説明すると、次のようになる。

[0003] 即ち、航空機エンジンにおけるエンジンケースの出口側（後側）には、リアダクト（排気ダクト）が設けられており、このリアダクトの内側には、混合ガスを流通させるための筒状のライナが設けられている。また、リアダクトには、ライナ内において液状の燃料を噴射する燃料噴射器が設けられており、リアダクトにおける燃料噴射器の下流側には、ライナ内において燃料を含む混合ガスに点火する点火器（点火プラグ）が設けられている。そして、ライナ内における燃料噴射器の下流側には、火炎を保持する保炎器（フレイムホルダ）が設けられている。更に、保炎器は、ライナの内側に放射状に配設されかつ火炎を半径方向へ伝播可能な複数のラジアル保炎部材と、ライナの内周面に離隔した位置に複数のラジアル保炎部材と同心上に配設されかつ火炎を円周方向へ伝播可能な環状のアニュラス保炎部材とを備えている。

[0004] なお、本発明に関する先行技術として特許文献1及び特許文献2に示すものがある。

先行技術文献

特許文献

[0005] 特許文献1：特開2008-8606号公報

特許文献2：特開平9－4511号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0006] ところで、燃料噴射器からライナ内において噴射される燃料の拡散状態（拡散特性）は、航空機エンジンの運転状態（運転条件）に応じて変化する。そのため、航空機エンジンの運転状態によっては、点火器によって燃料を含む混合ガスに着火する際又は直前に、点火器の着火箇所に適切な濃度及び蒸発状態の燃料を供給できない場合がある。このような場合には、点火器によって燃料を含む混合ガスに着火することが困難になり、アフタバーナの着火安定性の低下を招くことになる。

[0007] また、保炎器の火炎の伝播性を高めて、アフタバーナの保炎性（燃焼安定性）を十分に確保するには、前述のように、保炎器が火炎を半径方向へ伝播可能な複数のラジアル保炎部材だけでなく、火炎を円周方向へ伝播可能な環状のアニュラス保炎部材を備える必要がある。一方、環状のアニュラス保炎部材をライナの内周面に離隔した位置に配設すると、アニュラス保炎部材とライナ内の混合ガスの主流の流れとの干渉によって、ライナ内における圧力損失（推力損失）が増大して、航空機エンジンのエンジン効率の低下を招くことになる。

[0008] つまり、航空機エンジンのエンジン効率の低下を抑えつつ、アフタバーナの着火安定性及び保炎性を十分に確保することが困難であるという問題がある。

[0009] そこで、本発明は、前述の問題を解決することができる、新規な構成からなるアフタバーナ等を提供することを目的とする。

課題を解決するための手段

[0010] 本発明の第1の特徴は、航空機エンジンのコア流路（主流路）から排出された燃焼ガスと前記航空機エンジンのファン流路（バイパス流路）から排出された空気との混合ガスに燃料を供給して、燃焼（再燃焼）させることにより、前記航空機エンジンの推力を増大させるアフタバーナであって、前記航

空機エンジンにおけるエンジンケースの出口側（後側）に設けられたリアダクト（排気ダクト）と、前記リアダクトの内側に設けられ、混合ガスを流通させるための筒状のライナと、前記ライナ内において液状の燃料を噴射する燃料噴射器と、前記燃料噴射器の下流側（前記燃料噴射器の噴射箇所の下流側）に配設され、前記ライナ内において燃料を含む混合ガスに着火（点火）する点火器（点火プラグ）と、前記燃料噴射器の直下流側に配設され、前記ライナの内周面（内壁面）に設けられかつ火炎を円周方向へ伝播可能な環状のアニュラス保炎部材、及び前記アニュラス保炎部材の内側に放射状に配設されかつ火炎を半径方向へ伝播可能な複数のラジアル保炎部材を備え、火炎を保持する保炎器と、前記ラジアル保炎部材の内側に設けられ、外周面（外壁面）と前記アニュラス保炎部材の内周面との間に燃料を含む混合ガス（混合気）を下流方向へ案内する環状のガイド流路が形成されたガイドリング（環状のガイド部材）と、を具備したことを要旨とする。

[0011] ここで、本願の特許請求の範囲及び明細書において、「設けられ」とは、直接的に設けられたことの他に、別部材を介して間接的に設けられたことを含む意であり、「配設され」とは、直接的に配設されたことの他に、別部材を介して間接的に配設されたことを含む意である。また、「下流」とは、燃焼ガス、空気、又は混合ガスの主流の流れ方向から見て下流のことをいい、航空機エンジンの後側に向かう方向を意味する。「上流」とは、燃焼ガス、空気、又は混合ガスの主流の流れ方向から見て上流のことをいい、航空機エンジンの前側に向かう方向を意味する。そして、「内径が下流方向に向かって縮径し」とは、全体として内径が下流方向に向かって縮径していることの意味であって、一部分の内径が縮径していない場合を含む意である。同様に、「外径が下流方向に向かって縮径し」とは、全体として外径が下流方向に向かって縮径していることの意味であって、一部分の外径が縮径していない場合を含む意である。更に、「半径方向」とは、航空機エンジンの半径方向（換言すれば、リアダクトの半径方向、又はライナの半径方向）のことをいう。なお、「軸方向」とは、航空機エンジンの軸方向（換言すれば、リアダクトの軸

方向、又はライナの軸方向)のことをいう。

[0012] 第1の特徴によると、前記航空機エンジンの稼働中に、前記燃料噴射器から前記ライナ内において燃料を噴射すると、燃料を含む空気が前記ガイド流路の入口から前記ガイド流路内に導入され、前記ガイド流路内を流通して、前記ガイド流路の出口から前記点火器の着火箇所（前記アニュラス保炎部材の直下流側）に流出する。そして、前記点火器によって燃料を含む混合ガスに着火することにより、前記保炎器の下流側（直下流側）に火炎を形成しつつ、前記ライナ内において燃料を含む混合ガスを燃焼（再燃焼）させる。これにより、前記ライナ内において燃焼ガスに多くの熱エネルギーを注入して、前記航空機エンジンの推力を増大させることができる。

[0013] ここで、燃料を含む空気が前記ガイド流路の入口から前記ガイド流路内に導入され、前記ガイド流路の出口から前記点火器の着火箇所に流出するため、前記ライナ内における燃料の拡散を抑えて、前記点火器の着火箇所に適切な濃度及び蒸発状態の燃料を供給することができる。換言すれば、前記航空機エンジンの運転状態（運転条件）に拘わらず、前記点火器によって燃料を含む混合ガスに着火する際又は直前に、前記点火器の着火箇所に適切な濃度及び蒸発状態の燃料を供給することができる。

[0014] 前記保炎器が火炎を半径方向へ伝播可能な複数の前記ラジアル保炎部材だけでなく、火炎を円周方向へ伝播可能な前記アニュラス保炎部材を備えているため、前記保炎器の火炎の伝播性を高めることができる。また、前記アニュラス保炎部材が前記ライナの内周面に設けられているため、前記アニュラス保炎部材と前記ライナ内の混合ガスの主流の流れとの干渉を抑えて、前記ライナ内における圧力損失（推力損失）を低減することができる。

[0015] 本発明の第2の特徴は、燃焼ガス（燃焼ガス及び空気）を後方向へ排出することにより、推力を発生させる航空機エンジンにおいて、第1の特徴からなるアフタバーナを具備したことを要旨とする。

[0016] 第2の特徴によると、第1の特徴による作用と同様の作用を奏する。

発明の効果

[0017] 本発明によれば、前記航空機エンジンの運転状態に拘わらず、前記点火器によって燃料を含む混合ガスに着火する前に、前記点火器の着火箇所に適切な濃度、蒸発状態等の燃料を供給できるため、前記点火器によって安定的に着火することができ、前記アフタバーナの着火安定性を十分に確保することができる。また、前記保炎器の火炎の伝播性を高めつつ、前記アニュラス保炎部材と前記ライナ内の混合ガスの主流の流れとの干渉を抑えて、前記ライナ内における圧力損失を低減できるため、前記航空機エンジンのエンジン効率の低下を抑えつつ、前記アフタバーナの保炎性（燃焼安定性）を十分に確保することができる。よって、本発明によれば、前記航空機エンジンのエンジン効率の低下を抑えつつ、前記アフタバーナの着火安定性及び保炎性を十分に確保することができる。

図面の簡単な説明

[0018] [図1]図1は、図4における矢印で示した部分Iの拡大図であって、本発明の実施形態に係るアフタバーナの側断面図である。

[図2]図2は、本発明の実施形態に係るアフタバーナの特徴部分の斜視図である。

[図3]図3は、図4におけるIII-III線に沿った拡大図である。

[図4]図4は、本発明の実施形態に係る航空機エンジンの側断面図である。

発明を実施するための形態

[0019] 本発明の実施形態について図1から図4を参照して説明する。なお、図面中、「F」は、前方向（上流方向）、「R」は、後方向（下流方向）、「SD」は、軸方向、「RD」は、半径方向、「CD」は、円周方向をそれぞれ指している。

[0020] 図4に示すように、本発明の実施形態に係る航空機エンジン1は、燃焼ガス（高温ガス）G及び空気（低温空気）Aを後方向へ排出することにより、推力（エンジン推力）を発生させる装置である。また、航空機エンジン1は、筒状のコアケース（エンジン内筒）3を具備しており、このコアケース3の内側には、環状のコア流路（主流路）5が形成されている。更に、コアケ

ース3の外側には、筒状のエンジンケース（エンジン外筒）7がコアケース3と同心上に配設されており、エンジンケース7の内周面とコアケース3の外周面との間には、環状のファン流路（バイパス流路）9が形成されている。

[0021] エンジンケース7内の前部には、コア流路5及びファン流路9に空気Aを取り入れるファン11が配設されており、ファン11の前側の中央部には、空気Aを後方向へ案内するインレットコーン13が配設されている。また、ファン11の後側には、コア流路5に取り入れた空気Aを圧縮する圧縮機15が配設されており、圧縮機15の後側には、燃焼器17が配設されており、この燃焼器17は、燃料を含む空気Aを燃焼させて燃焼ガスGを生成するものである。

[0022] 燃焼器17の後側には、高圧タービン19が配設されており、この高圧タービン19は、燃焼器17からの燃焼ガスGの膨張によって駆動すると共に圧縮機15を連動して駆動させるものである。また、高圧タービン19の後側には、低圧タービン21が配設されており、この低圧タービン21は、燃焼ガスGの膨張によって駆動すると共にファン11を連動して駆動させるものである。更に、コアケース3内における後部には、燃焼ガスGを後方向へ案内するテールコーン23がコアケース3と同心上に配設されており、テールコーン23は、コアケース3から後方向へ突出している。

[0023] エンジンケース7の後部には、アフタバーナ25が配設されており、このアフタバーナ25は、コア流路5から排出された燃焼ガスGとファン流路9から排出された空気（低温空気）Aとの混合ガスに燃料を供給して、燃焼（再燃焼）させることにより、航空機エンジン1の推力（エンジン推力）を増大させるものである。また、アフタバーナ25の後側には、燃焼ガスG及び空気A（燃焼ガスGと空気Aとの混合ガス）を排出する排気ノズル27が配設されている。

[0024] 続いて、本発明の実施形態に係るアフタバーナ25の具体的な構成について説明する。

[0025] 図1から図3に示すように、エンジンケース7の下流側（後側）には、リアダクト（排気ダクト）29がエンジンケース7と同心上に配設されている。また、リアダクト29の内側には、燃焼ガスGと空気Aとの混合ガスを後方向へ流通させるための筒状のライナ31が複数（図1において1つのみ図示）の支柱33を介してリアダクト29と同心上に配設されており、このライナ31の軸方向（航空機エンジン1の軸方向）に沿った断面は、波型形状を呈するようにしても構わない。そして、ライナ31の外周面（外壁面）とリアダクト29の内周面（内壁面）との間には、ファン流路9から排出された空気Aの一部を冷却空気CAとして流通させるための環状の冷却流路35が形成されている。更に、ライナ31の全域には、冷却空気CAをライナ31の内周面に沿うように吹き出すための複数の冷却孔37が満遍なく貫通形成されている。なお、コアケース3の後部に、コア流路5から排出された燃焼ガスGとファン流路9から排出された空気Aとを混合する公知のミキサ（図示省略、例えば特開2013-181473号公報、特開2012-132630号公報等参照）が配設されるようにしても構わない。

[0026] リアダクト29には、ライナ31内において液状の燃料を噴射する中空棒状の複数の燃料噴射器39が円周方向（所定の円周方向）に間隔を置いて配設されており、複数の燃料噴射器39は、液状の燃料を供給するための燃料供給源（図示省略）に接続されている。また、各燃料噴射器39の先端部は、ライナ31を貫通しており、各燃料噴射器39の先端部には、液状の燃料を噴射可能な噴射孔41が形成されている。そして、リアダクト29における燃料噴射器39の噴射孔41（噴射位置）の下流側には、ライナ31内において燃料を含む混合ガスに着火（点火）する複数（図1において1つのみ図示）の点火器（点火プラグ）43が円周方向に間隔を置いて配設されており、各点火器43の先端部は、ライナ31を貫通している。なお、リアダクト29に中空棒状の複数の燃料噴射器39が配設される代わりに、ライナ31の内壁面にライナ31内において液状の燃料を噴射する中空環状の燃料噴射器（図示省略）が配設されるようにしても構わない。

[0027] ライナ31内における燃料噴射器39の噴射孔41の直下流側には、火炎を保持する保炎器（フレイムホルダ）45が配設されている。また、保炎器45は、ライナ31の内周面（内壁面）に複数（図1において1つのみ図示）の支柱47を介して設けられかつ火炎を円周方向へ伝播可能な環状のアニユラス保炎部材49と、アニユラス保炎部材49の内側に放射状に配設されかつ火炎を半径方向へ伝播可能な複数のラジアル保炎部材51とを備えている。ここで、アニユラス保炎部材49は、円周方向に沿って分割した円弧状の複数の保炎セグメント53からなり、下流側（直下流側）に保炎領域（低速領域）FAを生成可能であって、アニユラス保炎部材49の内径は、下流方向に向かって縮径してある。また、各ラジアル保炎部材51の基端部（半径方向外側の端部）は、リアダクト29に固定されており、各ラジアル保炎部材51は、下流側（直下流側）に保炎領域FAを生成可能であって、各ラジアル保炎部材51の半径方向に直交する方向に沿った断面は、下流側を開放したV字形状を呈している。なお、アニユラス保炎部材49が円周方向に沿って分割した円弧状の複数の保炎セグメント（図示省略）により構成されるようにしても構わない。

[0028] ラジアル保炎部材51の内側には、ガイドリング（環状のガイド部材）53が複数（図1において1つのみ図示）の支柱55を介して同心上に設けられている。また、ガイドリング53の外径は、下流方向に向かって縮径しており、ガイドリング53の上流端（上流側の端縁）は、燃料噴射器39の噴射孔41の上流側に位置している。そして、ガイドリング53の外周面（外壁面）とアニユラス保炎部材49の内周面との間には、燃料を含む混合ガス（混合気）を下流方向へ案内する環状のガイド流路57が形成されている。ここで、ガイド流路57の入口57iは、燃料噴射器39の噴射孔41側に位置しており、ガイド流路57の出口57oは、点火器43の着火箇所側（アニユラス保炎部材49の直下流側）に位置している。なお、ガイドリング53が円周方向に沿って分割した円弧状の複数のガイドセグメント（図示省略）により構成されるようにしても構わない。

[0029] 続いて、本発明の実施形態の作用及び効果について説明する。

[0030] 適宜のスタータ装置（図示省略）の作動によってファン１１及び圧縮機１５を駆動させると、ファン１１によってコア流路５及びファン流路９に空気Ａを取り込むことができ、圧縮機１５によってコア流路５に取り込んだ空気Ａを圧縮することができる。次に、燃焼器１７によって燃料を含む空気Ａを燃焼させて、高圧の燃焼ガスを生成すると、燃焼ガスの膨張によって高圧タービン１９及び低圧タービン２１を駆動させて、圧縮機１５及びファン１１を連動して駆動させることができる。更に、一連の動作（ファン１１の駆動、圧縮機１５の駆動、燃焼器１７による燃焼、高圧タービン１９の駆動、及び低圧タービン２１の駆動）が連続して行われることにより、航空機エンジン１を稼働させることができる。これにより、航空機エンジン１の稼働中に、コア流路５を経由した燃焼ガスＧ及びファン流路９を経由した空気Ａが排気ノズル２７から後方向へ排出され、航空機エンジン１の推力（エンジン推力）を発生させることができる。なお、排気ノズル２７から排出される空気Ａは、排気ノズル２７から排出される燃焼ガスＧを覆っている（航空機エンジン１の通常の作用）。

[0031] 航空機エンジン１の稼働中に、複数の燃料噴射器３９からライナ３１内において燃料を噴射すると、燃料を含む空気Ａがガイド流路５７の入口５７ｉからガイド流路５７内に導入され、ガイド流路５７内を流通して、ガイド流路５７の出口５７ｏから複数の点火器４３の着火箇所（アニュラス保炎部材４９の直下流側）に流出する。そして、複数の点火器４３によって燃料を含む混合ガスに着火することにより、保炎器４５の下流側（直下流側）に火炎を形成しつつ、ライナ３１内において燃料を含む混合ガスを燃焼（再燃焼）させる。これにより、ライナ３１内において燃焼ガスに多くの熱エネルギーを注入して、航空機エンジン１の推力を増大させることができる。

[0032] 一方、航空機エンジン１の稼働中に、ファン流路９から排出された空気Ａの一部が冷却空気ＣＡとして冷却流路３５を流通することにより、ライナ３１に対して対流冷却を行うことができる。また、ライナ３１の対流冷却に寄

与した冷却空気C Aが複数の冷却孔3 7から吹き出されることにより、ライナ3 1の内周面を覆うフィルム冷却層（図示省略）を形成して、ライナ3 1に対してフィルム冷却を行うことができる。なお、ライナ3 1のフィルム冷却に寄与した冷却空気C Aは、混合ガスの一部になる（アフタバーナ2 5の通常の作用）。

[0033] ここで、燃料を含む空気Aがガイド流路5 7の入口5 7 iからガイド流路5 7内に導入され、ガイド流路5 7の出口5 7 oから複数の点火器4 3の着火箇所に流出するため、ライナ3 1内における燃料の拡散を抑えて、複数の点火器4 3の着火箇所に適切な濃度及び蒸発状態の燃料を供給することができる。特に、ガイドリング5 3の上流端が燃料噴射器3 9の噴射孔4 1の上流側に位置しているため、燃料を含む空気Aのガイド流路5 7内への導入が促進され、ライナ3 1内における燃料の拡散をより抑えることができる。換言すれば、航空機エンジン1の運転状態（運転条件）に拘わらず、複数の点火器4 3によって燃料を含む混合ガスに着火する際又は直前に、複数の点火器4 3の着火箇所に適切な濃度及び蒸発状態の燃料を供給することができる。

[0034] 保炎器4 5が火炎を半径方向へ伝播可能な複数のラジアル保炎部材5 1だけでなく、火炎を円周方向へ伝播可能なアニュラス保炎部材4 9を備えているため、保炎器4 5の火炎の伝播性を高めることができる。また、アニュラス保炎部材4 9がライナ3 1の内周面に設けられているため、アニュラス保炎部材4 9とライナ3 1内の混合ガスの主流の流れとの干渉を抑えて、ライナ3 1内における圧力損失（推力損失）を低減することができる（アフタバーナ2 5の特有の作用）。

[0035] 従って、本発明の実施形態によれば、航空機エンジン1の運転状態に拘わらず、複数の点火器4 3によって燃料を含む混合ガスに着火する際又は直前に、複数の点火器4 3の着火箇所に適切な濃度及び蒸発状態の燃料を供給できるため、複数の点火器4 3によって安定的に着火することができ、アフタバーナ2 5の着火安定性を十分に確保することができる。また、保炎器4 5

の火炎の伝播性を高めつつ、アニユラス保炎部材49とライナ31内の混合ガスの主流の流れとの干渉を抑えて、ライナ31内における圧力損失を低減できるため、航空機エンジン1のエンジン効率の低下を抑えつつ、アフタバーナ25の保炎性（燃焼安定性）を十分に確保することができる。よって、本発明の実施形態によれば、航空機エンジン1のエンジン効率の低下を抑えつつ、アフタバーナ25の着火安定性及び保炎性を十分に確保することができる。

[0036] なお、本発明は、前述の実施形態の説明に限るものでなく、種々の態様で実施可能である。また、本発明に包含される権利範囲は、これらの実施形態に限定されないものである。

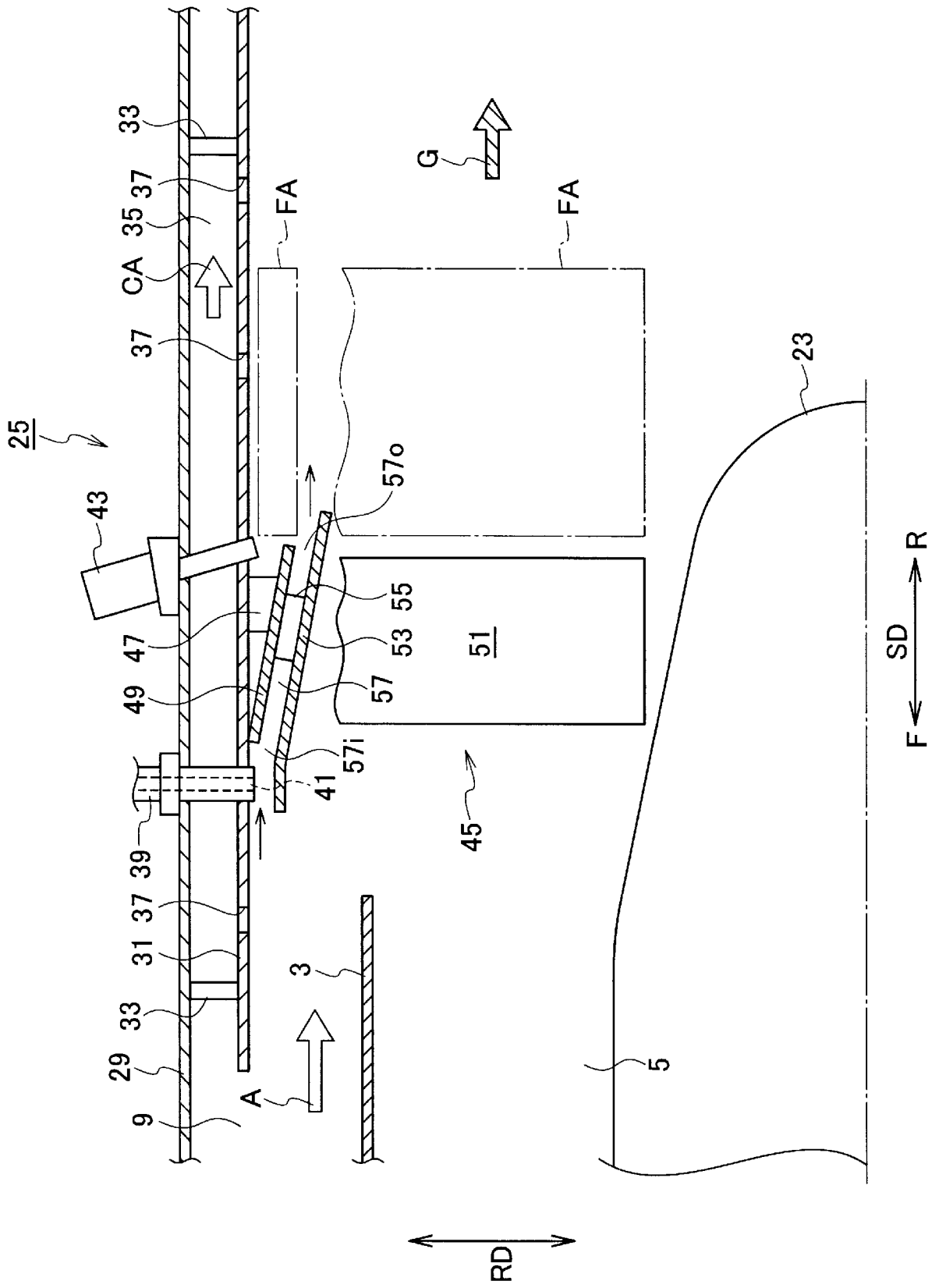
符号の説明

[0037] 1：航空機エンジン、5：コア流路、7：エンジンケース、9：ファン流路、25：アフタバーナ、29：リアダクト、31：ライナ、39：燃料噴射器、43：点火器（点火プラグ）、45：保炎器、49：アニユラス保炎部材、51：ラジアル保炎部材、53：ガイドリング、57：ガイド流路、A：空気、FA：保炎領域、G：燃焼ガス

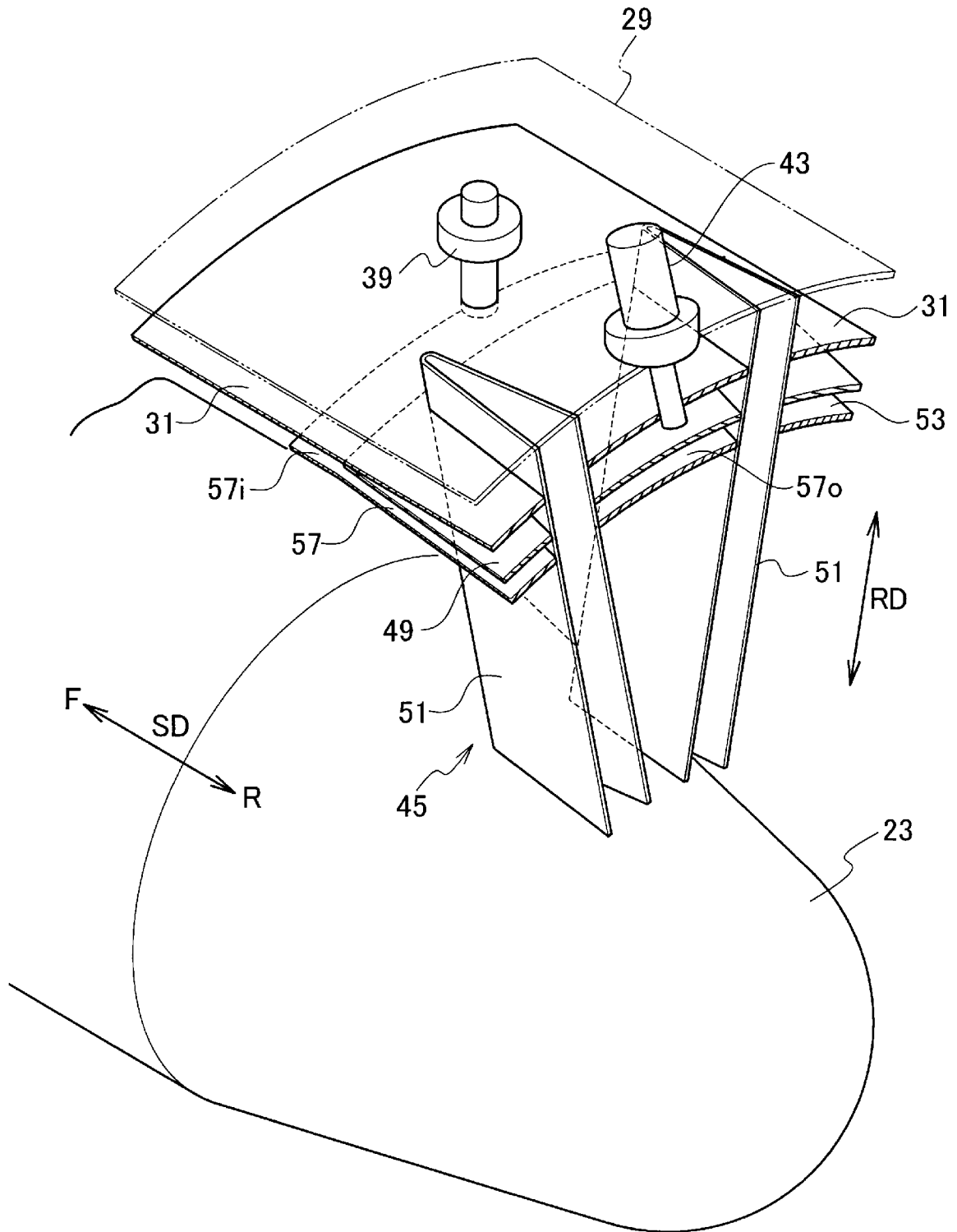
請求の範囲

- [請求項1] 航空機エンジンのコア流路から排出された燃焼ガスと前記航空機エンジンのファン流路から排出された空気との混合ガスに燃料を供給して、燃焼させることにより、前記航空機エンジンの推力を増大させるアフタバーナであって、
- 前記航空機エンジンにおけるエンジンケースの出口側に設けられたリアダクトと、
- 前記リアダクトの内側に設けられ、混合ガスを流通させるための筒状のライナと、
- 前記ライナ内において液状の燃料を噴射する燃料噴射器と、
- 前記燃料噴射器の下流側に配設され、前記ライナ内において燃料を含む混合ガスに着火する点火器と、
- 前記燃料噴射器の直下流側に配設され、前記ライナの内周面に設けられかつ火炎を円周方向へ伝播可能な環状のアニュラス保炎部材、及び前記アニュラス保炎部材の内側に放射状に配設されかつ火炎を半径方向へ伝播可能な複数のラジアル保炎部材を備え、火炎を保持する保炎器と、
- 前記ラジアル保炎部材の内側に設けられ、外周面と前記アニュラス保炎部材の内周面との間に燃料を含む混合ガスを下流方向へ案内する環状のガイド流路が形成されたガイドリングと、を具備したことを特徴とするアフタバーナ。
- [請求項2] 前記ガイドリングの上流端が前記燃料噴射器の上流側に位置していることを特徴とする請求項1に記載のアフタバーナ。
- [請求項3] 燃焼ガスを後方向へ排出することにより、推力を発生させる航空機エンジンにおいて、
- 請求項1又は請求項2に記載のアフタバーナを具備したことを特徴とする航空機エンジン。

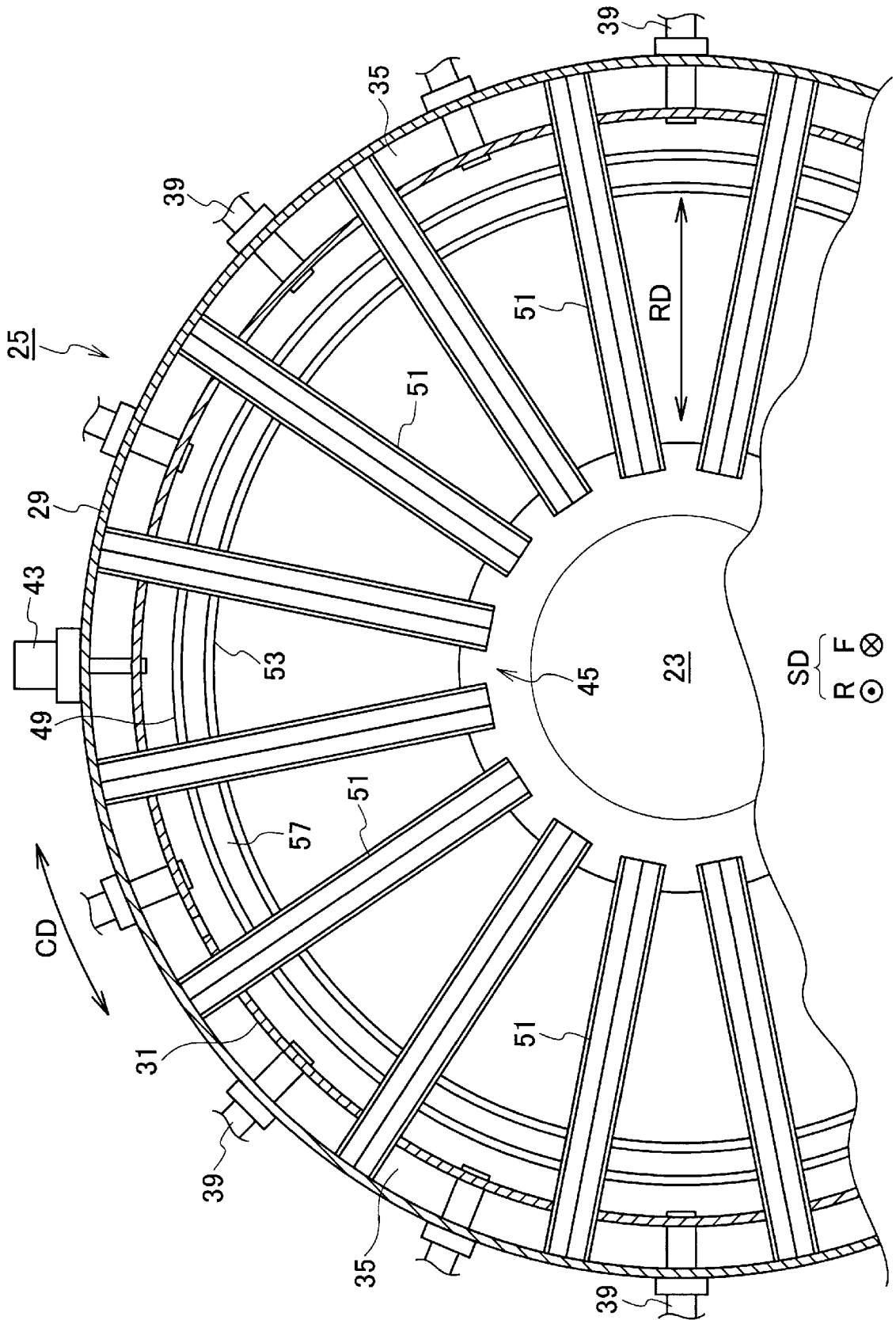
[図1]



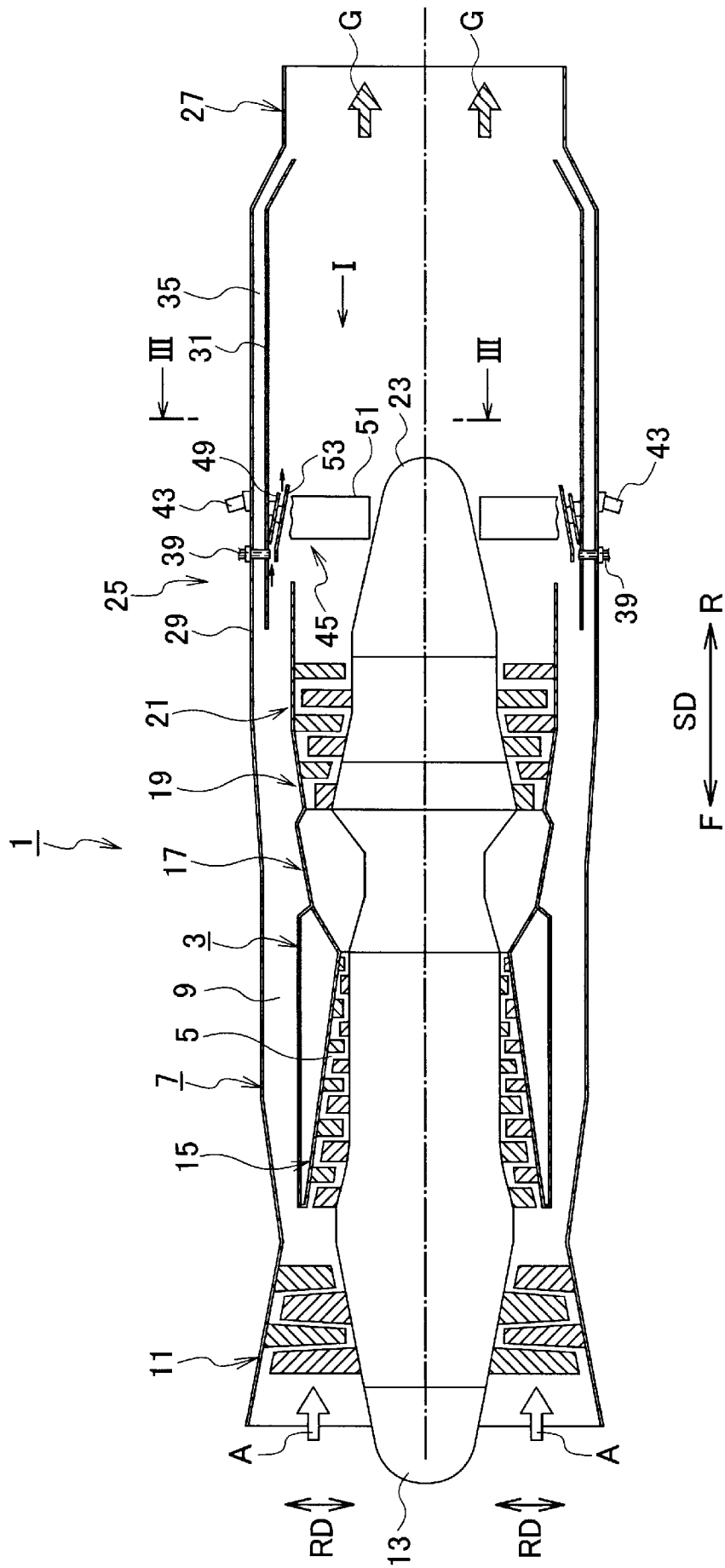
[図2]



[3]



[図4]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2015/062670

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 1-189420 A (General Electric Co.), 28 July 1989 (28.07.1989), fig. 1 to 2, 7 & US 5076062 A & EP 315485 A2 & DE 3884751 T2 & AU 606224 B2 & CA 1319515 C & KR 10-1996-0005768 B1 & CN 1042599 A	1-3
A	US 4203285 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE SECRETARY OF THE AIR FORCE), 20 May 1980 (20.05.1980), fig. 1 (Family: none)	1-3
A	US 5396761 A (General Electric Co.), 14 March 1995 (14.03.1995), fig. 1 to 3 (Family: none)	1-3

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. F02K3/10(2006.01)i, F23R3/20(2006.01)i		
B. 調査を行った分野 調査を行った最小限資料（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. F02K3/10, F02K3/11, F23R3/20		
最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの 日本国実用新案公報 1922-1996年 日本国公開実用新案公報 1971-2015年 日本国実用新案登録公報 1996-2015年 日本国登録実用新案公報 1994-2015年		
国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語） DWPI (Thomson Innovation)		
C. 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	JP 9-119346 A（石川島播磨重工業株式会社）1997.05.06, 図1-2, 5, 7 （ファミリーなし）	1-3
A	JP 49-92423 A（ゼネラル・エレクトリック・カンパニー）1974.09.03, 図2 & US 3765178 A & GB 1426784 A & DE 2344630 A1 & FR 2199062 A1 & BE 804377 A1	1-3
<input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <input type="checkbox"/> パテントファミリーに関する別紙を参照。		
* 引用文献のカテゴリー 「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの 「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの 「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す） 「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献 「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願日の後に公表された文献 「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの 「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの 「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの 「&」同一パテントファミリー文献		
国際調査を完了した日 10.07.2015	国際調査報告の発送日 21.07.2015	
国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁（ISA/J P） 郵便番号100-8915 東京都千代田区霞が関三丁目4番3号	特許庁審査官（権限のある職員） 瀬戸 康平 電話番号 03-3581-1101 内線 3355	3G 3217

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	JP 1-189420 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニー) 1989. 07. 28, 図 1-2, 7 & US 5076062 A & EP 315485 A2 & DE 3884751 T2 & AU 606224 B2 & CA 1319515 C & KR 10-1996-0005768 B1 & CN 1042599 A	1-3
A	US 4203285 A (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE SECRETARY OF THE AIR FORCE) 1980. 05. 20, 図 1 (ファミリーなし)	1-3
A	US 5396761 A (GENERAL ELECTRIC COMPANY) 1995. 03. 14, 図 1-3 (ファミリーなし)	1-3